

Аэрокосмический научный журнал

Сетевое научное издание
МГТУ им. Н.Э. Баумана
<http://aerospjournal.ru>

Ссылка на статью:

// Аэрокосмический научный журнал.
МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2016.
№ 03. С. 11–25.

DOI: **10.7463/aersp.0316.0841754**

Представлена в редакцию: 06.04.2016

Исправлена: 20.04.2016

© МГТУ им. Н.Э. Баумана

УДК 537.635

Анализ способов демпфирования колебаний крупногабаритных конструкций КА в магнитном поле земли

Биюшкина Т. С.^{1,*}, Щеглов Г. А.¹

[*biyus2008@yandex.ru](mailto:biyus2008@yandex.ru)

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Рассматривается демпфирование свободных колебаний крупногабаритных космических конструкций – рефлекторов антенн. Низкая жесткость крупногабаритных конструкций приводит при изменении ориентации КА к нежелательным колебаниям рефлекторов, которые могут временно нарушать работу целевой аппаратуры. Поскольку габариты рефлекторов существенно превосходят размеры корпуса, а связь рефлектора с корпусом имеет малую жесткость, обычные демпферы, устанавливаемые в местах крепления кронштейнов к корпусу КА, могут оказаться неэффективны. Проведен анализ возможности демпфирования колебаний за счет оснащения рефлекторов независимой системой стабилизации с автономными исполнительными органами. На примере максимально упрощенной модельной постановки задачи исследована возможность применения магнитных катушек для демпфирования колебаний рефлекторов и определен диапазон проектных параметров конструкции, при которых подобный способ демпфирования оказывается эффективен. Рассмотрены две схемы расположения катушки относительно антенны и два способа магнитного демпфирования колебаний: за счет управляемого тока, подаваемого от системы электропитания КА, и за счет самоиндукции тока в катушке. Для различных вариантов размещения катушек получены соотношения, связывающие декремент колебаний и основные проектные параметры. Соотношения показывают, что эффективное демпфирование возможно в случае, когда отношение площади катушек к моменту инерции максимально.

Ключевые слова: демпфирование колебаний, магнитное поле, индукция, крупногабаритная антенна, космический аппарат

Введение

В настоящее время в состав бортовой аппаратуры многих космических аппаратов (КА) входят крупногабаритные антенны [1, 2]. Для удовлетворения ограничениям по массе и габаритам, предъявляемым со стороны средств выведения, данные элементы имеют складную конструкцию, в которой широко используются стержни малого поперечного сечения, а также тонкостенные оболочки сетки и пленки. В качестве примеров подобных

конструкций можно рассматривать крупногабаритные антенны спутников связи [3]. Американские КА Thuraya, Inmarsat, EAST и многие другие используют рефлекторы AstroMesh диаметром около 12 м и массой порядка 100...200 кг [4]. На японских космических аппаратах серии Kiku используются рефлекторы LDR имеющие модульную конструкцию [5]. На КА Kiku-8 использованы две 14-модульные антенны размером 19.2 x 16.7 м с апертурой 13 м. Масса одной антенны вместе с кронштейном крепления и приводом системы ориентации и механизмами раскрытия составляет менее 200 кг [5, 6]. Европейский проект крупногабаритной антенны LDA предусматривает создание рефлектора с габаритами 12 x 14.7 м полной массой менее 220 кг (масса рефлектора менее 70 кг) [7]. Аналогичные рефлекторы имеют в своем составе некоторые радиолокационные спутники дистанционного зондирования Земли. Например, американский КА исследования почвы SMAP имеет в своем составе антенну AsrtoMesh диаметром 6 м и массой 65,5 кг [8]. Совместный проект Индии и США NISAR также предусматривает оснащение КА дистанционного зондирования радаром с раскладным рефлектором большого диаметра [9]. Указанные крупногабаритные конструкции, как показано на рис.1, крепятся к корпусу КА при помощи кронштейнов-балок. При этом частота низшего тона колебаний рефлектора на кронштейне относительно корпуса КА составляет для порядка 0.1 ... 0,6 Гц [5, 7].

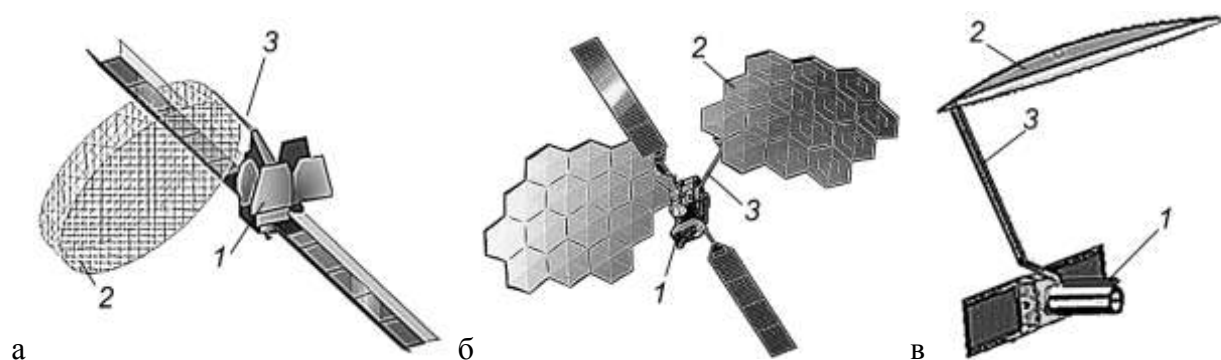


Рис. 1 Примеры крепления крупногабаритных рефлекторов к корпусу КА: а – Thuraya; б-Kiku-8; в – NISAR, 1 – корпус КА; 2 – Рефлектор; 3 – балка.

На перспективных КА размеры антенн предполагается значительно увеличивать. Так, максимальный диаметр рефлектора AstroMesh может достигать 50 м [1], модульная конструкция позволяет создавать рефлекторы LDR с апертурой до 30 м [10]. Соответственно, частоты колебаний рефлектора на кронштейне будут снижаться.

Низкая жесткость крупногабаритных конструкций приводит при изменении ориентации КА к нежелательным колебаниям рефлекторов, которые могут временно нарушать работу целевой аппаратуры. Поскольку габариты рефлекторов существенно превосходят размеры корпуса, а связь рефлектора с корпусом имеет малую жесткость, обычные демпферы, устанавливаемые в местах крепления кронштейнов к корпусу КА, могут оказаться неэффективны. Одним из путей решения описанной проблемы является оснащение рефлекторов независимой системой стабилизации с автономными исполнительными органами.

В системах управления КА для демпфирования угловой скорости КА в настоящее время широко используются магнитные исполнительные органы, имеющие малую массу и энергопотребление, а также отсутствие расхода рабочего тела [11]. Такие устройства, как активные, использующие магнитные катушки, так и пассивные, использующие магнитные стержни с гистерезисной характеристикой в настоящее время, как правило, применяются на наноспутниках в силу своей относительно простой конструкции [12, 13, 14]. Известны исследования в области магнитной стабилизации наноспутников с учетом податливости элементов конструкций [15].

Целью настоящей работы является изучение на примере максимально упрощенной модельной задачи возможности применения магнитных исполнительных органов для демпфирования колебаний крупногабаритных элементов конструкции КА и определение диапазона проектных параметров конструкции, при которых подобный способ демпфирования окажется эффективным.

Описание модельных задач

Рассматривается простейшая динамическая модель КА, оснащенного крупногабаритной антенной, показанная на рис.2. Рефлектор антенны соединен с КА, который показан на рисунке в виде параллелепипеда, посредством кронштейна-балки. Ось вращения рефлектора относительно КА совпадает с осью OZ . Считая, что КА стабилизирован своей системой управления, будем условно считать его жестко заделанным. Рефлектор, отклоняющийся от равновесного положения вокруг оси OZ на угол $\varphi(t)$, будем рассматривать как колебательную систему с одной степенью свободы. Таким образом, требуется исследовать переходный режим затухания свободных колебаний с начальными условиями $\varphi(0) = \varphi_0; \dot{\varphi}(0) = 0$ в системе

$$J\ddot{\varphi} + c\varphi = M \quad (1)$$

где J – момент инерции рефлектора вокруг оси OZ , c – приведенная крутильная жесткость кронштейна, M – демпфирующий момент, действующий на рефлектор со стороны магнитного поля Земли.

Основные эффекты взаимодействия электрического контура с однородным магнитным полем описываются известными теоретическими моделями [16]. В случае катушки с n витками магнитный момент равен

$$\vec{m} = I \cdot S \cdot n \cdot \vec{k}, \quad (2)$$

где I – сила тока в контуре; S – площадь контура; \vec{k} – единичный вектор нормали к плоскости контура. Направление магнитного момента определяется по направлению движения тока в соответствии с «правилом буравчика». Направления магнитного момента совпадает с направлением оси магнитного диполя контура. В магнитном поле замкнутый плоский контур с током будет ориентироваться так, что направление оси магнитного диполя \vec{m} совпадает с направлением линий напряженности магнитного поля \vec{B} . В случае, если угол между векторами равен φ , возникает механический восстанавливающий момент

$$\vec{M} = \vec{m} \times \vec{B} = |\vec{m}| |\vec{B}| \sin \varphi \quad (3)$$

В общем случае ориентация линий напряженности магнитного поля относительно рефлектора изменяется со временем и зависит от орбиты КА, а также от ориентации антенны на Землю [17]. Магнитное поле Земли имеет достаточно сложную математическую модель [18], однако при решении модельных задач для оценки уровня силового воздействия упрощенно принято, что магнитное поле Земли вблизи КА является однородным, имеющим напряженность $B = 5 \cdot 10^{-5}$ Тл. Линии напряженности параллельны между собой и ориентированы перпендикулярно плоскости рефлектора в равновесном положении, как показано на рис. 2. При таком допущении угол отклонения рефлектора φ равен углу между нормалью \vec{k} к плоскости рефлектора и вектором напряженности магнитного поля \vec{B} .

В модельных задачах рассматриваются две схемы расположения катушки относительно антенны, которые условно назовем вертикальной и горизонтальной. Вертикальная схема расположения катушки, в которой ось ее магнитного диполя перпендикулярна плоскости рефлектора, показана на рис. 2а. Катушка может быть скомпонована так, что контур охватывает рефлектор по периметру, что позволяет получить наибольшую площадь катушки. Горизонтальная схема расположения катушки показана на рис. 2б. При таком расположении ось ее магнитного диполя лежит в плоскости антенны. Для такой компоновки можно использовать одну или несколько катушек.

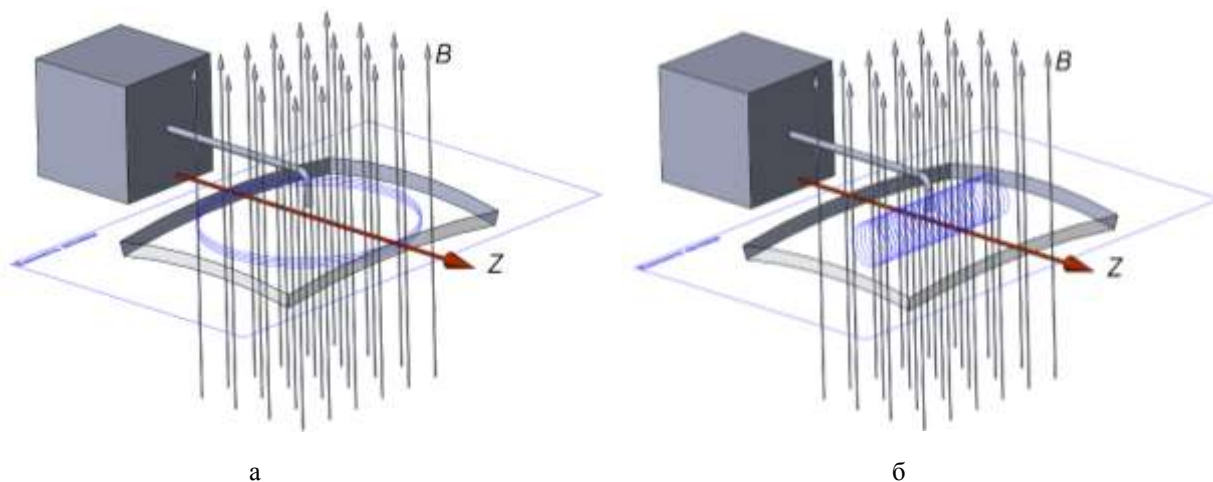


Рис. 2 Расчетные схемы модельной задачи: а - вертикальная схема размещения катушки на рефлекторе; б – горизонтальная схема размещения катушки на рефлекторе

Исследовались два способа магнитного демпфирования колебаний: за счет управляемого тока, подаваемого от системы электропитания КА, и за счет самоиндукции тока в катушке.

При вертикальном расположении катушки плоскость электрического контура совпадает с показанной на рис. 2а. плоскостью антенны. ЭДС индукции определяется в этом случае по формуле

$$E = -\frac{d\Phi}{dt} = -\frac{d}{dt}(BS \cos \varphi(t)) = BS\dot{\varphi} \sin \varphi \quad (4)$$

Если задано сопротивление катушки R , ток самоиндукции в контуре может быть найден по закону Ома. В случае малых колебаний антенны получаем нелинейную зависимость

$$I \approx \frac{BS}{R} \varphi \cdot \dot{\varphi} \quad (5)$$

При горизонтальном расположении катушки плоскость электрического контура перпендикулярна показанной на рис. 2б плоскости антенны, угол между нормалью к плоскости контура и вектором \vec{B} равен $\varphi(t) + \frac{\pi}{2}$.

Для малых колебаний индуцированный ток определяется по формуле

$$I = \frac{BS}{R} \dot{\varphi} \cdot \sin\left(\varphi + \frac{\pi}{2}\right) \approx \frac{BS}{R} \dot{\varphi} \quad (6)$$

Таким образом, ниже рассматриваются четыре модельных задачи:

1. Демпфирование за счет самоиндукции при вертикальной компоновке катушки;
2. Демпфирование управляющим током при вертикальной компоновке катушки;
3. Демпфирование за счет самоиндукции при горизонтальной компоновке катушки;
4. Демпфирование управляющим током при горизонтальной компоновке катушки;

Результаты расчетов

Задача №1. Вертикальная компоновка. Демпфирование колебаний за счет самоиндукции

Для малых колебаний антенны механический момент, возникающий при взаимодействии катушки, установленной, как показано на рис.2а, с магнитным полем с учетом (2), (3), (5), равен:

$$M \approx \left(B \cdot \frac{BS}{nR} \varphi \cdot \dot{\varphi} \right) \cdot S \cdot n \cdot \varphi = \frac{B^2 S^2}{R} \varphi^2 \dot{\varphi}$$

Уравнение свободных колебаний антенны (1) будет иметь малое нелинейное демпфирование:

$$\ddot{\varphi} + \varepsilon \omega \delta \cdot \varphi^2 \cdot \dot{\varphi} + \omega^2 \varphi = 0 \quad (7)$$

где $\varepsilon \ll 1$ - малый параметр, выбранный равным $\varepsilon = 10^{-7}$; $\delta = \frac{B^2 S^2}{\varepsilon \omega J R}$ - декремент колебаний.

Применяя метод Боголюбова, рассмотрим решение в первом приближении:

$$\varphi = \varphi_0 + \varepsilon \varphi_1$$

Уравнения для медленного изменения амплитуды и фазы имеют вид

$$\dot{a} = \frac{a\omega}{2} \varepsilon \left[-\frac{\delta \cdot a^2}{4} \right] = -\frac{1}{8} \varepsilon \omega \delta \cdot a^3$$

$$\dot{\theta} = 0$$

Откуда для заданных начальных условий следует выражение для закона уменьшения амплитуды:

$$a(t) = a_0 \left[1 + a_0^2 \gamma \cdot t \right]^{\frac{1}{2}} \quad (8)$$

где $a_0 = \varphi_0$ - начальная амплитуда, коэффициент $\gamma = B^2 S^2 / (4JR)$.

Эффективность демпфирования можно оценить по соотношению амплитуд колебаний в начальный момент и конечный момент переходного режима

$$\lambda = \frac{a(t_K)}{a(0)} \approx \left[1 + a_0^2 \gamma \cdot t_K \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (9)$$

откуда получается зависимость

$$\frac{S^2}{JR} = \frac{4}{B^2} \left(\frac{1}{\lambda^2} - 1 \right) \frac{1}{\varphi_0^2 t_K} \approx 1.6 \cdot 10^9 \left(\frac{1}{\lambda^2} - 1 \right) \frac{1}{\varphi_0^2 t_K}, \quad (10)$$

показывающая, что использование самоиндукции для демпфирования малых колебаний ($0 < \varphi_0 < \frac{\pi}{6}$) возможно только при большом времени переходного режима ($t_K > 10^3$) и проектных параметрах, удовлетворяющих условию $\frac{S^2}{JR} \approx 10^8$.

Задача № 2. Вертикальная компоновка. Демпфирование колебаний управляемым током

Рассмотрим расчетную схему из предыдущей задачи, показанную на рис. 2,а. Для демпфирования колебаний может быть построена система управления, которая состоит из датчика углового положения и угловой скорости антенны и исполнительного органа в виде магнитной катушки, расположенной по периметру антенны, как в задаче №1, но управляемой током, поступающим от системы электропитания КА и изменяющимся по закону $I_u = -I \cdot \varphi \cdot \dot{\varphi}$. В этом случае уравнение свободных колебаний также будет иметь вид (7). Аналогично случаю, рассмотренному выше, получим закон уменьшения амплитуды (8), где коэффициент $\gamma = \frac{BSnI}{4J}$. Эффективность демпфирования можно оценить по выражению (9), которое в этом случае дает соотношение для проектных параметров

$$\frac{SnI}{J} = \frac{4}{B} \left(\frac{1}{\lambda^2} - 1 \right) \frac{1}{\varphi_0^2 t_K} \approx 0.8 \cdot 10^5 \left(\frac{1}{\lambda^2} - 1 \right) \frac{1}{\varphi_0^2 t_K} \quad (11)$$

Демпфирования малых колебаний ($0 < \varphi_0 < \frac{\pi}{6}$) возможно, если $\frac{SnI}{J} t_K \approx 10^6$.

Анализ формулы (11) показывает два важных свойства рассмотренной системы демпфирования.

Во-первых, эффективность гашения колебаний обратно пропорциональна квадрату начальной амплитуды φ_0 . В качестве примера для катушки площадью $S = 113 \text{ м}^2$, имеющей $n = 1000$ витков, на рис. 3 показаны графики изменения амплитуды для начальных условий $\varphi_0 = \frac{\pi}{6} = 30^\circ$ (сплошная линия), $\varphi_0 = \frac{\pi}{12} = 15^\circ$ (штриховая линия), $\varphi_0 = \frac{\pi}{24} = 7,5^\circ$ (точки). Для этих начальных условий за $t_K = 600$ сек амплитуда колебаний уменьшается, соответственно, в 2.525, 1.53, 1.15 раза. Видно, что для малых начальных отклонений демпфирование практически отсутствует.

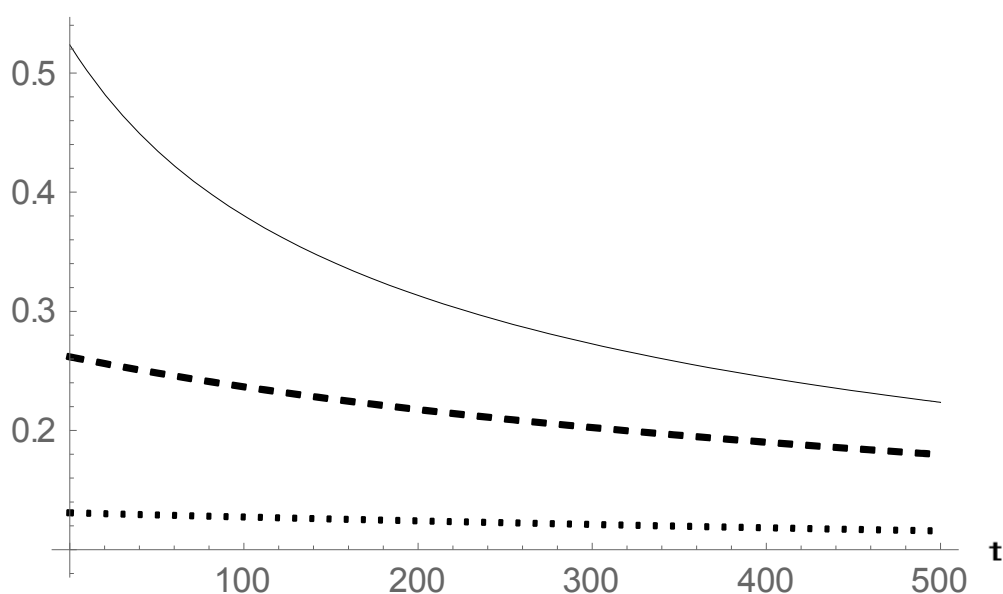


Рис. 3 График уменьшения амплитуды в зависимости от начальных условий.

Во-вторых, для эффективного гашения колебаний параметры катушки должны удовлетворять условию $SnI \approx 10^6$, что при токе в 1 А и площади антенны порядка 100 м^2 требует использования катушки из $n \approx 10^4$ витков. Поскольку ток на катушку необходимо, фактически, подавать в импульсном режиме, сила тока может быть увеличена до 10А. В этом случае минимально необходимое число витков составит порядка $n \approx 10^3$. При данных параметрах масса катушки из медной проволоки не превысит 2..3 кг. С увеличением тока эффективность демпфирования возрастает. На рис. 4 для катушки площадью $S = 113 \text{ м}^2$, имеющей $n = 1000$ витков, и начальных условий $\varphi_0 = 15^\circ$ показано изменение амплитуды от времени для разных значений управляющего тока 1 А (сплошная линия), 10 А (штриховая линия), 100А (точки).

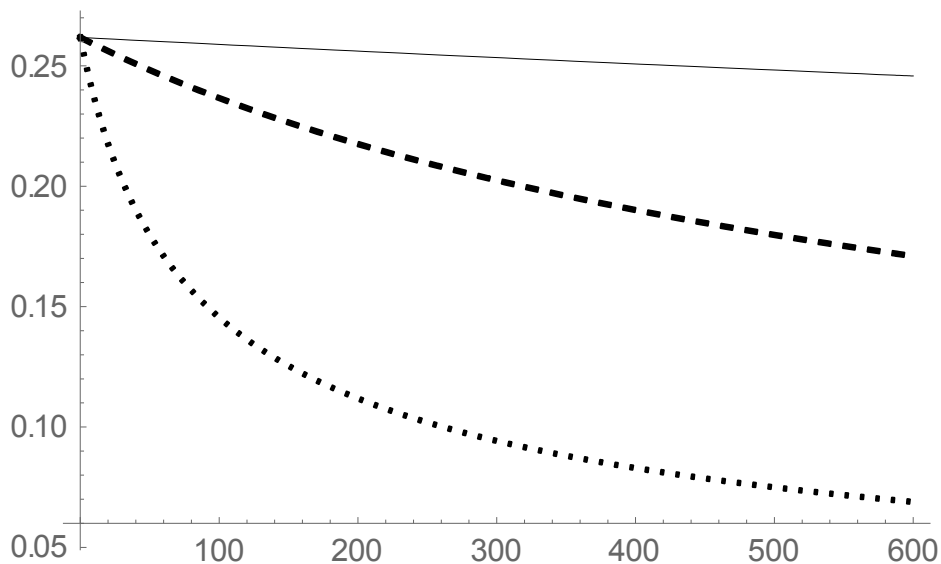


Рис. 4. График уменьшения амплитуды в зависимости от управляющего тока.

Задача №3. Горизонтальная компоновка. Демпфирование колебаний за счет самоиндукции

Рассмотрим модельную задачу, аналогичную задаче №1, но при горизонтальном расположении катушки, как показано на рис. 2,б. Отличие данного способа состоит в том, что ось ее магнитного диполя катушки лежит в плоскости рефлектора и перпендикулярна оси вращения OZ. Поэтому в (1) механический момент, возникающий при взаимодействии катушки с магнитным полем из (2), (3) и (6) равен:

$$M = B \cdot I \cdot S \cdot n \cdot \sin \frac{\pi}{2} \approx B \cdot \left(\frac{BS}{nR} \dot{\varphi} \right) \cdot S \cdot n = \frac{B^2 S^2}{R} \dot{\varphi}$$

Уравнение свободных колебаний (1) будет иметь вид:

$$\ddot{\varphi} + 2\eta\dot{\varphi} + \omega^2\varphi = 0 \quad (12)$$

где декремент колебаний оказывается исчезающе малым:

$$\eta = \frac{B^2 S^2}{2R} \approx 1.25 \cdot 10^{-10} \frac{S^2}{R},$$

что делает демпфирование за счет самоиндукции в подобной схеме практически неосуществимым.

Задача № 4. Горизонтальная компоновка. Демпфирование колебаний управляемым магнитным моментом.

Отличие данной схемы состоит в том, что если катушка расположена, как показано на рис. 2,б, то при малых колебаниях рефлектора магнитный момент максимален и практически не зависит от углового положения φ . Рассмотрим k катушек, расположенных в плоскости антенны. Для демпфирования колебаний может быть построена система управления, показанная на рис. 5, которая состоит из датчика угловой скорости рефлектора (на-

пример, может быть использовано компактное устройство типа МЭМС) и исполнительного органа в виде магнитной катушки, управляемой током от бортового источника питания КА, линейно зависящим от обобщенной скорости: $I_u = -I\dot{\varphi}$.

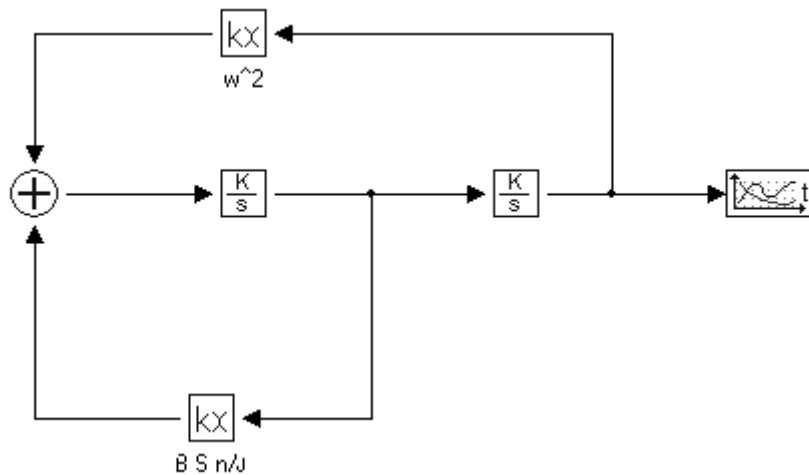


Рис. 5 Схема системы управления для демпфирования колебаний

Механический момент катушек равен в этом случае:

$$M = -kBSnI\dot{\varphi}$$

и уравнение свободных колебаний (1) будет иметь вид:

$$\ddot{\varphi} + 2\eta\dot{\varphi} + \omega^2\varphi = 0,$$

где декремент колебаний

$$\eta = \frac{kBSnI}{2J}$$

Отношение амплитуд затухающих колебаний

$$A = \frac{X(t)}{X(t+T)} = \exp\left[\frac{2\pi}{\sqrt{\beta-1}}\right]$$

зависит от соотношения для параметров конструкции $\beta = \left(\frac{2\omega J}{kBSnI}\right)^2$.

Если, в качестве примера, рассмотреть рефлектор типа AstroMesh (рис. 1а) с радиусом $r=6$ м и моментом инерции $J = 400 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, закрепленном на кронштейне с приведенной крутильной жесткостью, которая выбрана так, что собственная частота колебаний рефлектора равна 1 Гц ($\omega = \sqrt{c/J} = 2\pi$), то данный коэффициент равен $\beta \approx K^2 \cdot 10^{16}$, где $K = kSnI$ - параметр катушки. С учетом того, что $\beta \gg 1$ и $\omega = 2\pi$ получим

$$\frac{\varphi(t)}{\varphi(t+T)} = \exp\left[\frac{2\pi}{\sqrt{\beta-1}}\right] \approx \exp\left[\frac{kBSnI}{2J}\right] \approx \exp(0.6K \cdot 10^7)$$

Для частоты колебаний антенны 1Гц время затухания амплитуды в 10 раз (на -10Дб) равно:

$$t_K = \frac{\ln 10}{0.6 \cdot 10^{-7} K} \approx \frac{3.7 \cdot 10^7}{K}$$

В качестве примера рассмотрим схему демпфирования рефлектора с использованием $k=10$ катушек суммарной площадью сечения $S=0,01 \text{ м}^2$ и числом витков $n=10000$ в каждой. Время затухания с максимальным управляющим током $I=1\text{А}$ составит около 10 часов, а с максимальным током 10А – около 1 часа. В таблице приведено время затухания для различных параметров катушки.

Таким образом, использование горизонтально расположенных магнитных катушек с переменным током, управляемым по угловой скорости рефлектора, позволяет демпфировать колебания за счет взаимодействия с магнитным полем Земли. Однако для обеспечения быстрого затухания колебаний рефлектора с большим моментом инерции требуются либо катушки с большим числом витков, либо большие управляющие токи, превышающие 10 А.

Таблица

Параметр катушки, $K = kSnI$	Время затухания колебаний на -10Дб
$1 \cdot 10^6$	37,0 сек
$1 \cdot 10^5$	6.2 мин
$1 \cdot 10^4$	1.03 часа
$1 \cdot 10^3$	10.3 часа

Заключение

На основе анализа модельных задач можно сделать вывод о том, что для демпфирования колебаний крупногабаритной антенны может быть использована специализированная система управления с магнитными исполнительными органами – катушками. Для различных вариантов размещения катушек получены соотношения, связывающие декремент колебаний и основные проектные параметры. Соотношения показывают, что эффективное демпфирование возможно в случае, когда отношение площади катушек к моменту инерции максимально. При горизонтальной компоновке катушки могут быть размещены на стержнях складной конструкции рефлектора, а при вертикальной компоновке может использоваться одна катушка, охватывающая рефлектор по периметру.

Предложенный способ демпфирования колебаний также можно использовать для конструкций с солнечным парусом или панелей солнечных батарей. При значительной площади становится возможным использование демпфирования колебаний за счет самоиндукции.

Следует отметить, что в рассмотренных задачах использованы существенные упрощения и для уточнения моделей требуются дальнейшие исследования. В частности, тре-

буется учесть нестационарные электродинамические процессы в катушках. Также, хотя демпфирование колебаний рефлектора происходит только при неработающем облучателе, отдельного изучения требует вопрос о влиянии размещенных на рефлекторе катушек на целевые характеристики антенны (диаграмму направленности и пр.). Улучшение характеристик магнитного демпфера возможно за счет использования катушек с сердечниками, для выбора проектных параметров которых необходим более детальный расчет.

Список литературы

1. Large Space Apertures Workshop. Overview // Keck institute for space studies: веб-сайт. Режим доступа: <http://www.kiss.caltech.edu/workshops/apertures2008/> (дата обращения: 01.05.16)
2. Anthony Raab. Deployable double-membrane surface antenna. Patent US 5777582 A. 07.07.1998. Режим доступа: <https://www.google.si/patents/US5777582> (Дата обращения: 05.05.16).
3. Зимин В.Н., Крылов А.В., Мешковский В.Е., Сдобников А.Н., Файзуллин Ф.Р., Чурилин С.А. Особенности расчета раскрытия крупногабаритных трансформируемых конструкций различных конфигураций // Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2014. № 10. С. 179–191. DOI: [10.7463/1014.0728802](https://doi.org/10.7463/1014.0728802)
4. Mark W. Thomson, Geoffrey W. Marks, John M. Hedgepeth. Light-weight reflector for concentrating radiation. Patent US 5680145 A. 21.10.1997. Режим доступа: <http://www.google.com/patents/US5680145> (дата обращения: 05.05.16).
5. H. Kohata, M. Usui, K. Sunagawa, T. Hamaki, Y. Yamasa. In-orbit Electrical Performance of Large Deployable Reflector and Communications Experiments on ETS-VIII // Proceedings of the 26th ISTS (International Symposium on Space Technology and Science), Hamamatsu City, Japan, June 1-8, 2008.
6. Meguroa, K. Shintateb, M. Usuib, A. Tsujihatab. In-orbit deployment characteristics of large deployable antenna reflector onboard Engineering Test Satellite VIII // Acta Astronautica. 2009. Vol. 65, no. 9–10, pp. 1306–1316. DOI: [10.1016/j.actaastro.2009.03.052](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.03.052)
7. J. Santiago-Prowald Large Deployable Antennas Mechanical Concepts // Large Space Apertures Workshop. California Institute of Technology Pasadena, 2008, November 10-11. Режим доступа: <http://www.kiss.caltech.edu/workshops/apertures2008/talks/santiagoprowald.pdf> (дата обращения: 08.04.16).
8. Instrument // Официальный сайт проекта SMAP. Режим доступа: <http://smap.jpl.nasa.gov/observatory/instrument/> (дата обращения: 15.04.16).
9. Peter Haypraseuth NISAR spacecraft concept overview: Design challenges for a proposed flagship dual-frequency SAR mission // 2015 IEEE Aerospace Conference, 7-14 March 2015. Big Sky, MT. Pp. 1-11.

10. Satoru Ozawa. 30m class lightweight large deployable reflector // Proceedings of the 5th European Conference on Antennas and Propagation (EUCAP). Rome. 11-15 April 2011. Pp. 3354-3358.
11. Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д.С., Карпенко С.О. Исследование быстрогодействия алгоритма активного магнитного демпфирования // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 2. С. 176-183.
12. Santoni F., Zelli M. Passive Magnetic Attitude Stabilization of the UNISAT-4 microsatellite // Acta Astronautica. 2009. Vol. 65, no 5-6. Pp. 792-803. DOI: [10.1016/j.actastro.2009.03.012](https://doi.org/10.1016/j.actastro.2009.03.012)
13. Rawashdeh, Samir Ahmed. Passive attitude stabilization for small satellites University of Kentucky Master's Theses. 2010. Paper 624. Режим доступа: http://uknowledge.uky.edu/gradschool_theses/624 (дата обращения: 21.04.16).
14. G. Park, S. Seagraves, N.H. McClamroch. A Dynamic Model of a Passive Magnetic Attitude Control System for the RAX Nanosatellite // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2-5 August 2010, Toronto, Ontario Canada AIAA 2010-8154. Режим доступа: <https://deepblue.lib.umich.edu/bitstream/handle/2027.42/83649/AIAA-2010-8154-374.pdf?sequence=1> (дата обращения: 01.05.16).
15. Stellini J.P. Magnetic Attitude Control for Spacecraft with Flexible Appendages // Master of Applied Science thesis University of Toronto. 2012. 97 p. Режим доступа: https://tspace.library.utoronto.ca/bitstream/1807/33545/3/Stellini_Julian_P_201208_MASc_thesis.pdf (дата обращения: 01.05.16)
16. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теория поля. Издание 7-е, исправленное М.: Наука. 1988. 512 с.
17. Магнитное поле Земли: Определение модуля горизонтальной составляющей напряженности геомагнитного поля: Учеб.-метод. пособие / Сост. Т.П. Смирнова; НовГУ им. Ярослава Мудрого. Великий Новгород, 2008. 49 с.
18. International Geomagnetic Reference Field // IUGG: веб-сайт. Режим доступа: <http://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf.html> (дата обращения: 20.04.16).

Analyzing Damping Vibration Methods of Large-Size Space Vehicles in the Earth's Magnetic Field

T.S. Biyushkina^{1,*}, G.A. Shcheglov¹

^{*}biyus2008@yandex.ru

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: vibration damping, magnetic field, induction, large-size antenna, space vehicle

It is known that most of today's space vehicles comprise large antennas, which are bracket-attached to the vehicle body. Dimensions of reflector antennas may be of 30 ... 50 m. The weight of such constructions can reach approximately 200 kg.

Since the antenna dimensions are significantly larger than the size of the vehicle body and the points to attach the brackets to the space vehicles have a low stiffness, conventional dampers may be inefficient. The paper proposes to consider the damping antenna in terms of its interaction with the Earth's magnetic field.

A simple dynamic model of the space vehicle equipped with a large-size structure is built. The space vehicle is a parallelepiped to which the antenna is attached through a beam.

To solve the model problems, was used a simplified model of Earth's magnetic field: uniform, with intensity lines parallel to each other and perpendicular to the plane of the antenna.

The paper considers two layouts of coils with respect to the antenna, namely: a vertical one in which an axis of magnetic dipole is perpendicular to the antenna plane, and a horizontal layout in which an axis of magnetic dipole lies in the antenna plane. It also explores two ways for magnetic damping of oscillations: through the controlled current that is supplied from the power supply system of the space vehicle, and by the self-induction current in the coil. Thus, four objectives were formulated.

In each task was formulated an oscillation equation. Then a ratio of oscillation amplitudes and their decay time were estimated. It was found that each task requires the certain parameters either of the antenna itself, its dimensions and moment of inertia, or of the coil and, respectively, the current, which is supplied from the space vehicle. In each task for these parameters were found the ranges, which allow us to tell of efficient damping vibrations.

The conclusion can be drawn based on the analysis of tasks that a specialized control system can be used for damping vibrations of large-size antennas. In this case the actuating elements can be coils. It is shown that efficient damping is possible when the certain system parameters are taken into consideration.

References

1. *Large Space Apertures Workshop. Overview*. Keck institute for space studies: web-site. Available at: <http://www.kiss.caltech.edu/workshops/apertures2008/> (accessed: 01.05.16)
2. Anthony Raab. *Deployable double-membrane surface antenna*. Patent US 5777582 A. 07.07.1998. Available at: <https://www.google.si/patents/US5777582> (Accessed: 05.05.16).
3. Zimin V.N., Krylov A.V., Meshkovskiy V.E., Sdobnikov A.N., Fayzullin F.R., Churilin S.A. Features of the Calculation Deployment Large Transformable Structures of Different Configurations. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*. 2014, no. 10, pp. 179-191. (In Russian). DOI: [10.7463/1014.0728802](https://doi.org/10.7463/1014.0728802)
4. Mark W. Thomson, Geoffrey W. Marks, John M. Hedgepeth. *Light-weight reflector for concentrating radiation*. Patent US 5680145 A. 21.10.1997. Available at: <http://www.google.com/patents/US5680145> (accessed: 05.05.16).
5. H. Kohata, M. Usui, K. Sunagawa, T. Hamaki, Y. Yamasa. In-orbit Electrical Performance of Large Deployable Reflector and Communications Experiments on ETS-VIII. *Proceedings of the 26th ISTS (International Symposium on Space Technology and Science)*, Hamamatsu City, Japan, June 1-8, 2008.
6. Meguroa, K. Shintateb, M. Usuib, A. Tsujihatab. In-orbit deployment characteristics of large deployable antenna reflector onboard Engineering Test Satellite VIII. *Acta Astronautica*. 2009, vol. 65, No. 9–10, pp. 1306–1316. DOI: [10.1016/j.actaastro.2009.03.052](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.03.052)
7. J. Santiago-Prowald Large Deployable Antennas Mechanical Concepts. *Large Space Apertures Workshop*. California Institute of Technology Pasadena, 2008, November 10-11. Available at: <http://www.kiss.caltech.edu/workshops/apertures2008/talks/santiagoprowald.pdf> (accessed: 08.04.16).
8. *Instrument*. SMAP: project official web-site. Available at: <http://smap.jpl.nasa.gov/observatory/instrument/> (accessed: 15.04.16).
9. Peter Xaypraseuth NISAR spacecraft concept overview: Design challenges for a proposed flagship dual-frequency SAR mission. *2015 IEEE Aerospace Conference*, 7-14 March 2015. Big Sky, MT. Pp. 1-11.
10. Satoru Ozawa. 30m class lightweight large deployable reflector. *Proceedings of the 5th European Conference on Antennas and Propagation (EUCAP)*. Rome. 11-15 April 2011. Pp. 3354-3358.
11. Ovchinnikov M.Yu., Pen'kov V.I., Roldugin D.S., Karpenko S.O. Investigation of the effectiveness of an algorithm of active magnetic damping. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2012, vol. 50, no. 2, pp. 176-183. (In Russian). (English version of journal: *Cosmic Research*, 2012, vol. 50, no. 2, pp. 170-176. DOI: [10.1134/S0010952512010078](https://doi.org/10.1134/S0010952512010078))

12. Santoni F., Zelli M. Passive Magnetic Attitude Stabilization of the UNISAT-4 microsatellite. *Acta Astronautica*, 2009, vol., 65, no 5-6, pp. 792-803.
DOI: [10.1016/j.actaastro.2009.03.012](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.03.012)
13. Rawashdeh, Samir Ahmed. *Passive attitude stabilization for small satellites*. University of Kentucky Master's Theses. 2010. Paper 624. Available at:
http://uknowledge.uky.edu/gradschool_theses/624 (accessed: 21.04.16).
14. G. Park, S. Seagraves, N.H. McClamroch. A Dynamic Model of a Passive Magnetic Attitude Control System for the RAX Nanosatellite. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. 2-5 August 2010, Toronto, Ontario Canada AIAA 2010-8154. Available at:
<https://deepblue.lib.umich.edu/bitstream/handle/2027.42/83649/AIAA-2010-8154-374.pdf?sequence=1> (accessed: 01.05.16).
15. Stellini J.P. *Magnetic Attitude Control for Spacecraft with Flexible Appendages*. Master of Applied Science thesis University of Toronto. 2012. 97 p. Available at:
https://tspace.library.utoronto.ca/bitstream/1807/33545/3/Stellini_Julian_P_201208_MASc_thesis.pdf (accessed: 01.05.16)
16. Landau L.D., Lifshits E.M. *Teoriya polya* [Field theory]. Moscow, Nauka Publ., 1988. 512 p. (In Russian).
17. Smirnova T.P., ed. *Magnitnoe pole Zemli: Opredelenie modulya gorizonta'noy sostavlyayushchey napryazhennosti geomagnitnogo polya* [Earth magnetic field: Modulus determination for horizontal component of geomagnetical field strength]. Velikiy Novgorod, NoVSU Publ. 2008. 49 p. (In Russian).
18. *International Geomagnetic Reference Field*. IUGG: web-site. Available at:
<http://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf.html> (accessed: 20.04.16).